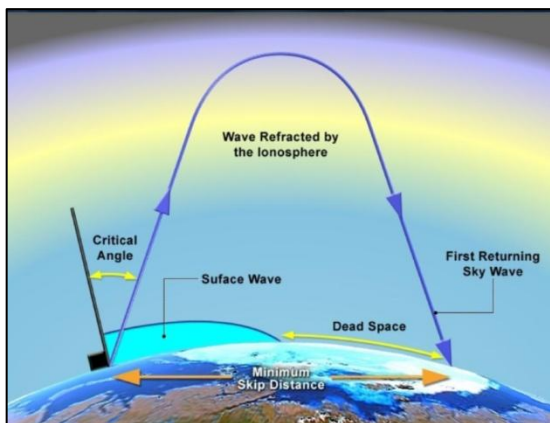


Перспективы разработки сверхмалозатратных, малоуязвимых, быстро восстанавливаемых пассивных радиоотражательных дисперсных орбитальных группировок оперативного развертывания, с активным поддержанием рабочей орбиты в течение срока использования и последующим деорбитингом для предотвращения накопления космического мусора с использованием интегрированных двигателей типа «Импульс-С» ООО «Д-Старт», для обеспечения радиосвязи в арктической зоне

Новосельцев Д.А.
ООО «Д-Старт», ОмГТУ

Проблема



Существующие системы ДКМВ-радиосвязи обеспечивают передачу информации на дальние расстояния за счет однократного или многократного отражения волн от ионосферы Земли, а на относительно небольшие расстояния радиосигнал распространяется по ионосферным трассам зенитного излучения либо земной волной.

К недостаткам можно отнести зависимость от состояния ионосферы, нестационарность ...
К недостаткам также относится наличие «зон молчания» в полярных областях, а также в прибрежных районах на границе «море-суша». Эти факторы ограничивают коэффициент исправного действия канала связи величиной 60-95%, а при определенных условиях делают связь эпизодической.

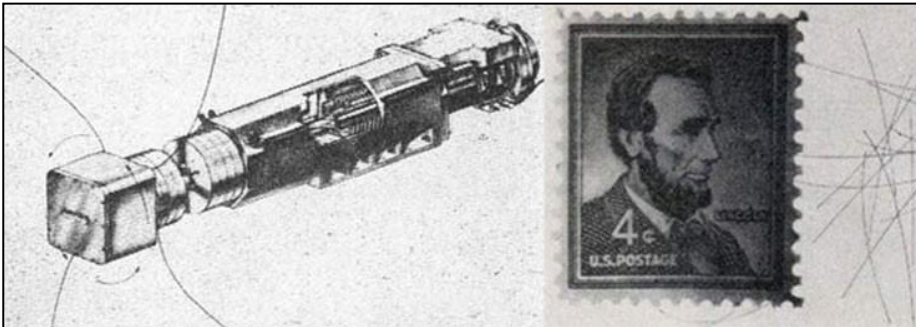
(Зайцев А.В. Возможности использования ДКМВ радиосвязи для Арктического региона. 142 заседание научного семинара «Современные проблемы радиофизики и радиотехники», 29.01.2022 г.)

Решение

Использование пассивных космических ретрансляторов (радиоотражателей)

Известны различные космические системы радиосвязи, в которых искусственные спутники Земли (ИСЗ) используются в качестве активных или пассивных ретрансляторов, а также в которых поверхность планеты Луны используется в качестве пассивного ретранслятора или на поверхности которой размещен активный ретранслятор

(Н.Т. Петрович, Е.Ф. Камнев, М.В. Каблукова. Космическая радиосвязь, под ред. проф. Н.Т. Петровичева. М.: Советское радио, 1979 г. с. 195-200, 201-206, 207-223).



Проект «Вестфорд» (*Project West Ford*), США, 1961-62 г.г.

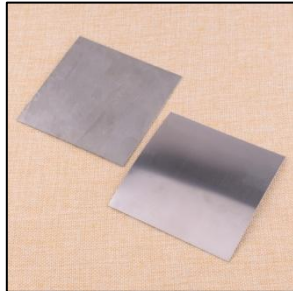
Кольцо сечением 15x30 км из игольчатых отражателей длиной 17,8 мм, полярная орбита высотой 3500-3800 км.

Недостатки:

- дорогостоящее и громоздкое развертывание носителями элементов,
- быстрое размывание отражающего слоя с утратой свойств,
- малое время активного существования,
- неуправляемость элементов,
- накопление космического мусора.

Решение

Использование групп плоских (пластинчатых) радиотрафаретов относительно большой площади в приполярных районах



УДК 629.783+504.064.2.001.18 DOI: 10.18698/2308-6033-2020-2-1958

**Исследование популяции объектов
космического мусора с большим отношением площади
к массе на высоких околоземных орбитах**

© В.М. Агапов¹, И.Е. Молотов¹, Г.К. Боровин^{1,2}, А.И. Стрельцов¹

¹ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва, 125047, Россия

²МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Инженерный журнал: наука и инновации # 2·2020

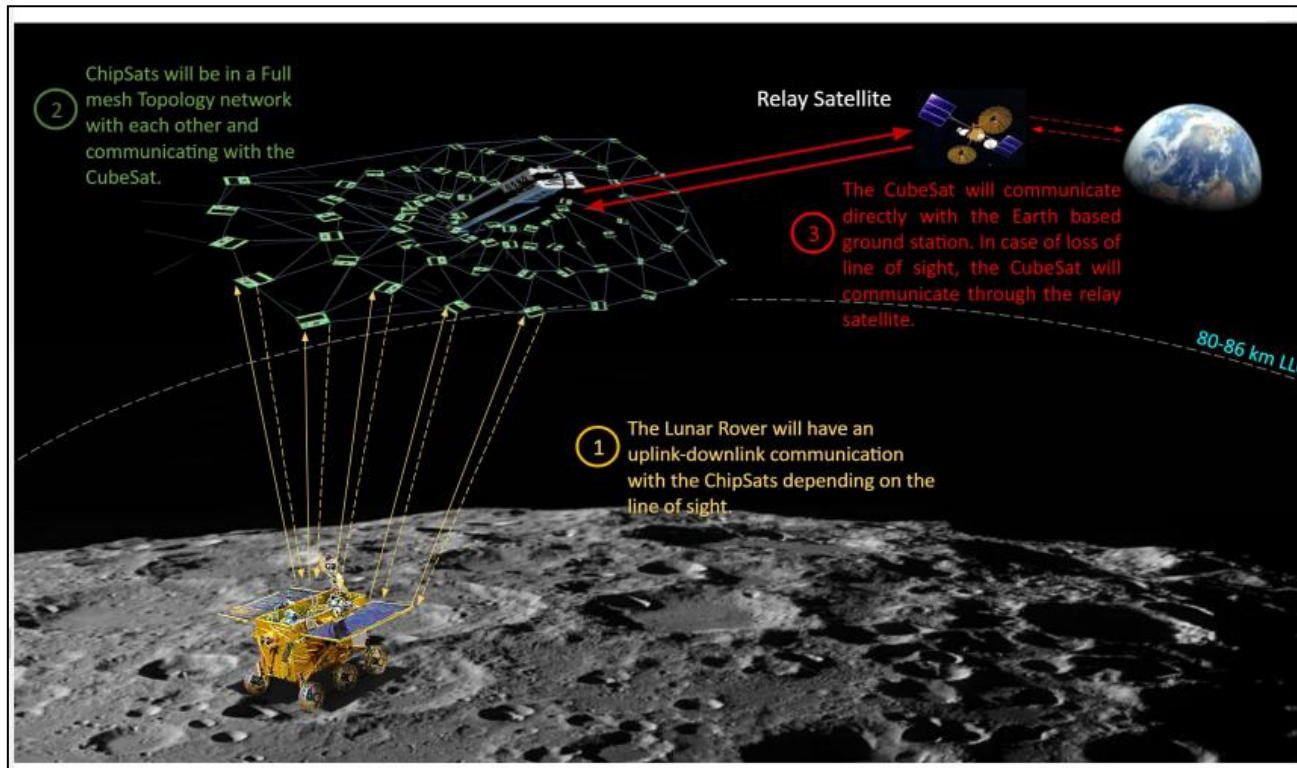
Проблема:

- быстрое размывание отражающего слоя с утратой свойств и малое время активного существования за счет действия негравитационных сил,
- неуправляемость элементов, отсутствие ориентации,
- накопление космического мусора

(ужесточенные требования: Федеральная комиссия по связи (FCC) США, 29.09.2022 г., предельный срок сведения с орбиты космических объектов, закончивших активную работу - пять лет).

Решение

Использование групп плоских (пластинчатых) радиотрафаретов относительно большой площади



Аналог:

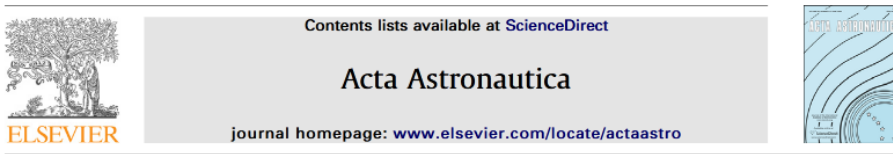
- проект обеспечения радиосвязи над поверхностью Луны (аналог элементов – КА типа ChipSat, 35x35 мм).

(ChipSats: New Opportunities. Final Report. International Space University. MSS Program 2020).

Техническая реализация

Современные варианты формирования группировок (аналог элементов – КА типа ChipSat, 35x35 мм) – пассивные двигатели микротяги (солнечный парус).

Acta Astronautica 67 (2010) 108–121



A passive, sun-pointing, millimeter-scale solar sail

Justin A. Atchison^{a,*}, Mason A. Peck^b

^a Cornell University, Sibley School of Mechanical and Aerospace Engineering, 245 Upson Hall, Ithaca, NY 14853, USA

^b Cornell University, Sibley School of Mechanical and Aerospace Engineering, 212 Upson Hall, Ithaca, NY 14853, USA

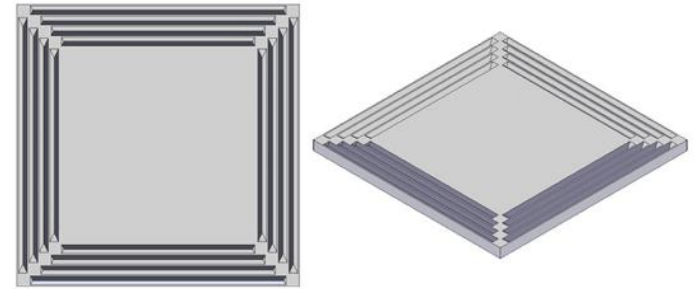


Fig. 9. Faceted surface viewed from top and isometric viewpoints.

Недостатки:

- низкая эффективность – недостаточная тяга в сравнении с действующими негравитационными силами,
- неуправляемость,
- накопление космического мусора,
- сложность технической реализации (не вышли из стадии НИР).

Техническая реализация

Современные варианты формирования группировок (аналог элементов – КА типа ChipSat, 35x35 мм) – пассивные двигатели микротяги с внешними источниками энергии.



3.6 Propulsion

Propulsion systems for ChipSats are in a preliminary development phase and have not yet been tested. Because of the 10 gram weight constraint, this type of satellite cannot accommodate any conventional propulsion system. Three substitutes for propulsion systems are presented:

Electrodynamic Tether

This system deploys conducting wires from the ChipSat to interact with the Earth's magnetic field, which makes it efficient for low-mass satellites. While the concept has been developed, the system remains to be tested. An EDT of 3 - 10 meters in length could provide sufficient thrust for a 1 - 100 gram satellite to overcome drag in LEO orbit. It needs a paired mass at the end of the tether; another ChipSat as the paired mass. The pairing over an EDT provides electrical contact with plasma and in-flight stability (Bell et al., 2013). Single tether for thrust may be insufficient for overcoming the gravity gradient force across such satellites; an array of short tethers with different axes of orientation might solve the problem (Burkhardt, 2019).

Solar Sail

This concept utilizes the momentum of photons to propel a spacecraft. The attitude and orbit of a ChipSat can be managed through the adjustment of the sail angle. However, it is limited to the inner solar system as the acceleration of the solar sail is inversely proportional to the distance of the spacecraft from the Sun. The concept has been developed and tested in other types of small satellites, however the system has not been tested for ChipSats (Burkhardt, 2019).

Laser Sail

Laser sails use Earth-based, and potentially space-based lasers to propel spacecraft using the momentum transfer principle. Focused energy can produce a higher thrust than solar sails but needs high precision lasers. Attitude control can be achieved by targeting the laser at different points on the sail. A new concept of Alpha sail for Sprite is currently under development at Cornell University, which will be launched as a part of NASA's ELaN program. This concept incorporates a laser-propelled sail with four Sprites, one at each end, in the initial configuration of a CubeSat (Cornell University, 2019). No prototypes have been tested but the concept is being developed.

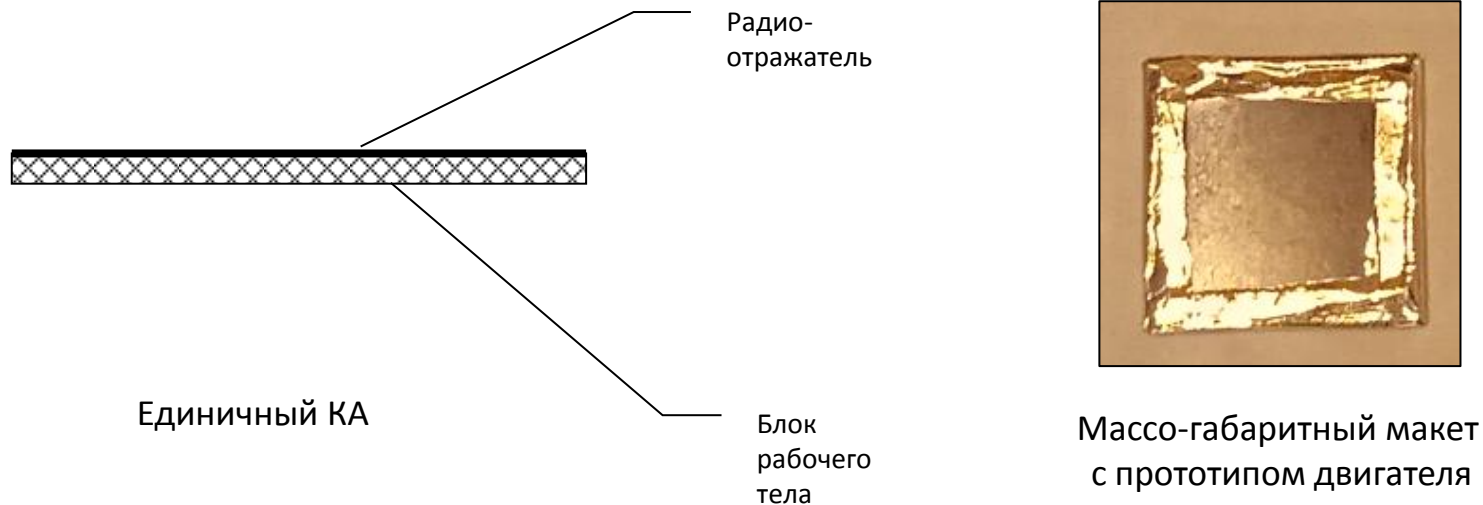
To conclude, developing a dedicated propulsion system on a ChipSat is very challenging. The above mentioned propellantless propulsion techniques can be potential candidates depending on the mission requirements, but the TRL of such systems is very low for ChipSats and hence can prove to be a topic of interest for future researchers.

Недостатки:

- низкая эффективность – высокая энергоемкость,
- необходимость наземной инфраструктуры,
- накопление космического мусора,
- сложность технической реализации (не вышли из стадии НИР).

Техническая реализация

Развертывание на эллиптических околополярных орбитах с высоким апогеем над интересующим регионом пассивных радиотрагательных дисперсных орбитальных группировок в виде скоплений простейших аналоговых космических аппаратов фемто-класса (единичной массой менее 100 г) с радиотражающей рабочей поверхностью и интегрированным блоком радиопрозрачного твердого рабочего тела термодвигателя циклической микротяги типа «Импульс-С» в качестве ее несущей подложки.



Техническая реализация

Современные варианты формирования группировок (аналог элементов – КА типа ChipSat, 35x35 мм) – выброс КА из контейнера-носителя типа CubeSat.



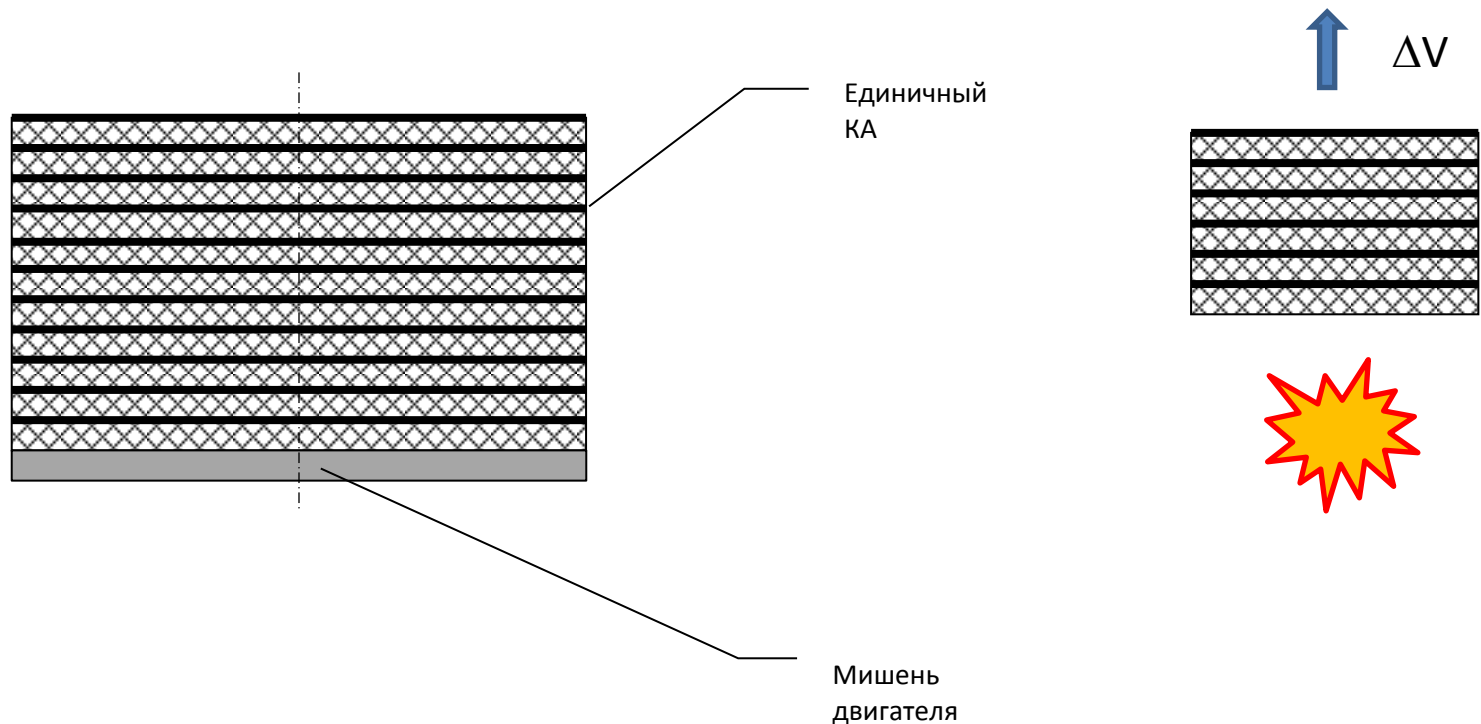
ambasat.com

Недостатки:

- масса и стоимость контейнера-носителя значительно превышают массу и стоимость доставляемых элементов,
- накопление космического мусора (включая контейнер).

Техническая реализация

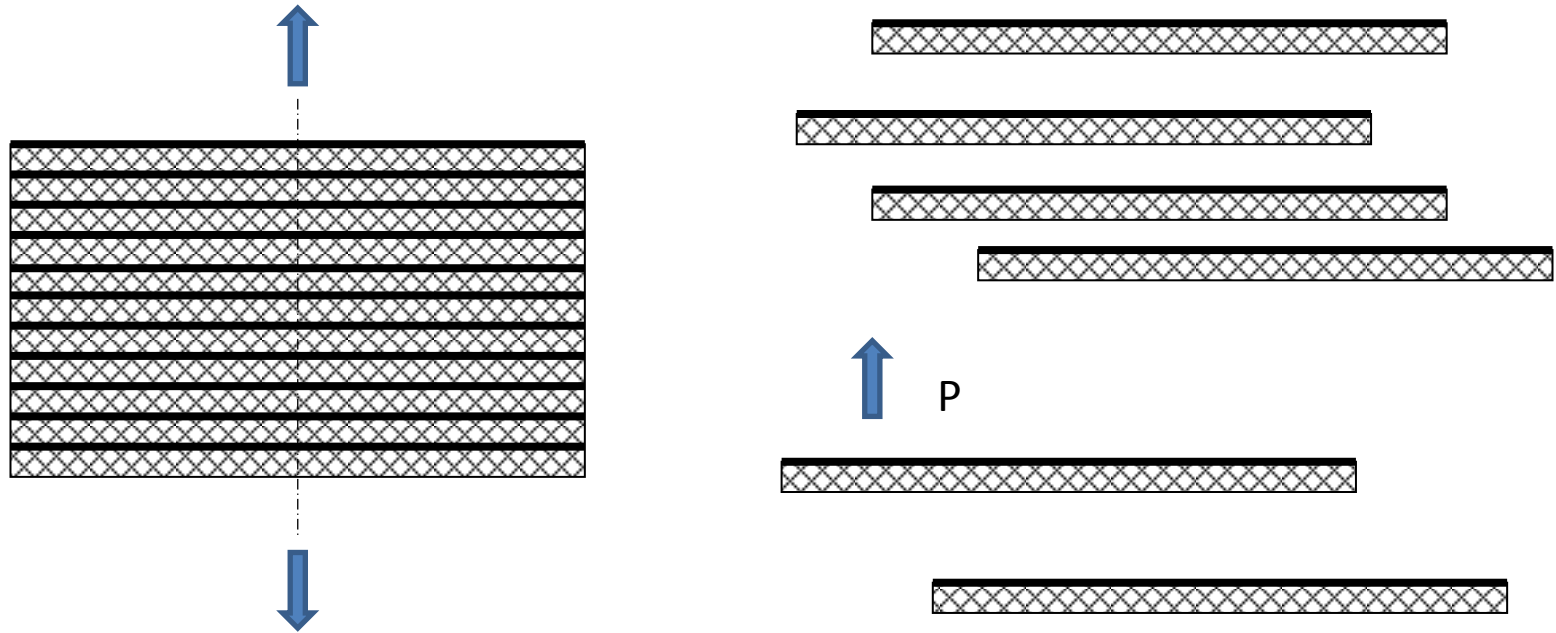
Выведение группировки на опорную круговую околополярную орбиту в виде единого блока возможно существующими или перспективными средствами ракетно-космической техники, а перевод на необходимую эллиптическую орбиту — одноимпульсным маневром с использованием общего импульсного двигателя типа «Импульс-У».



Техническая реализация

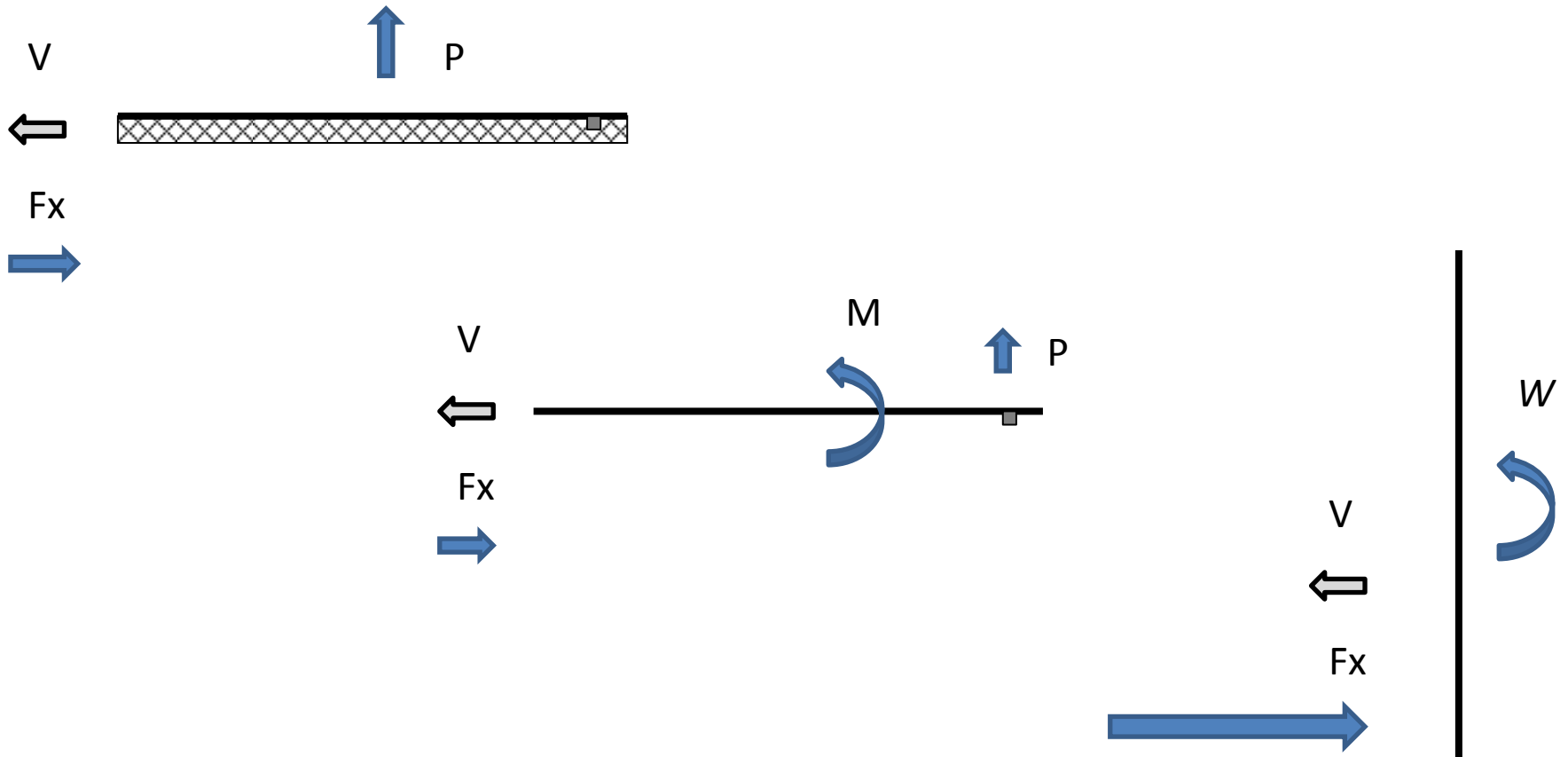
Далее происходит разделение группировки и поддержание орбитального положения единичных космических аппаратов с использованием интегрированных двигателей микротяги типа «Импульс-С», закон регулирования тяги которых определяется конструкцией и геометрией блока рабочего тела.

Подобные группировки быстро восстанавливаются и достаточно устойчивы к природным и антропогенным повреждающим воздействиям.



Техническая реализация

После выработки основного запаса рабочего тела, с использованием тех же двигателей осуществляется деорбитинг, для исключения накопления космического мусора.



Научно-технический задел

Стендовые испытания первых прототипов двигателей «Импульс-С» (с пленочным отражающим элементом из пленки НИИКАМ ОА ТУ 2255-21680878-001-2001 и рабочим телом на основе твердых парафинов и полиолефинов).

Эксперимент 27.08.2021 г. с лучистым нагревом, имитирующим солнечное излучение



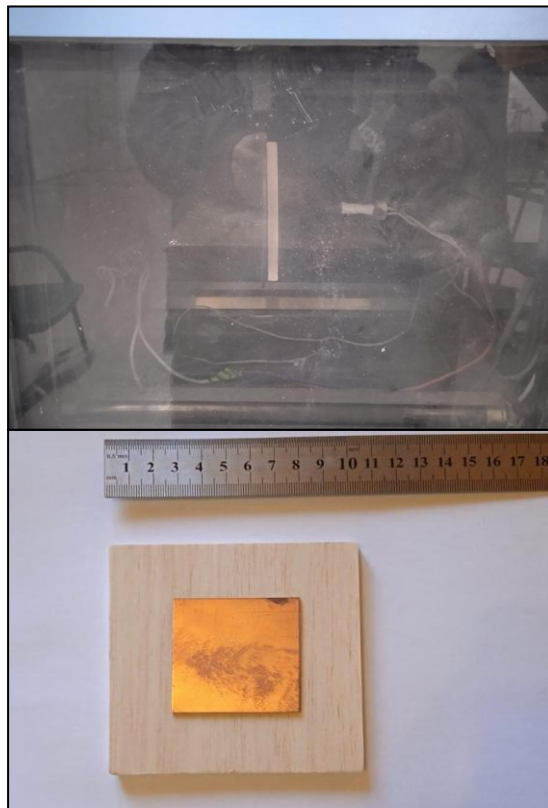
«Импульс-С» модель 1:
 $P \sim 10^{-6}$ Н, $P/F \sim 10^{-3}$ Н/м²



Прототип «Импульс-С» модель 1
с частичным разрушением блока
рабочего тела (характеристики двигателя
сохранились)

Научно-технический задел

Стендовые испытания первых прототипов импульсных двигателей «Импульс-У», ноябрь 2021 г.



Массо-габаритный макет КА фемто-класса с прототипом двигателя «Импульс-У»

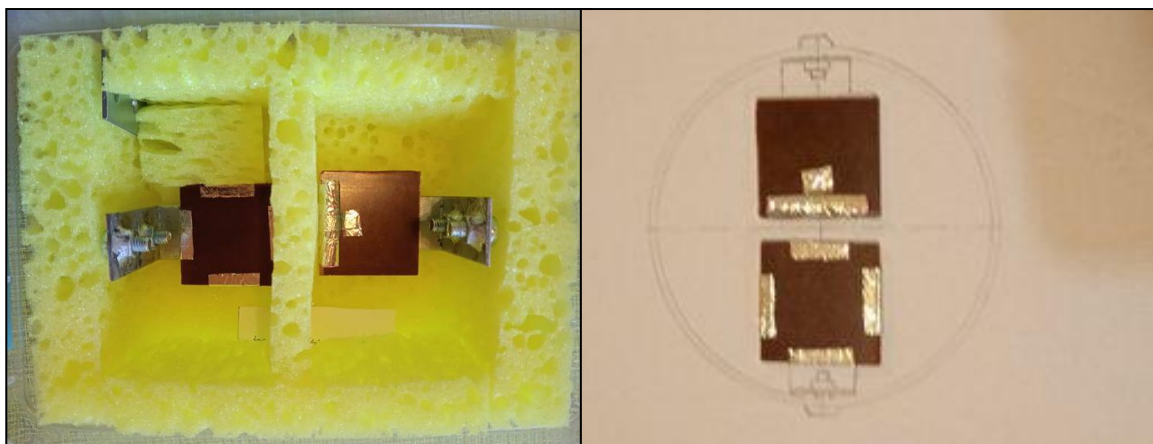
| Название параметра | Значения параметра с учётом изменения скоростей | | | | | |
|---|---|------------|------------|------------|------------|------------|
| | $V_r + dV$ | $V_r - dV$ | $V_p + dV$ | $V_p - dV$ | $V_s + dV$ | $V_s - dV$ |
| Текущий радиус r , км | 6411,67 | 6447,46 | 6885,6 | 6412,98 | 6569,62 | 6569,62 |
| Угловое положение КА φ , град | 904,01 | 719,93 | 1184,22 | 694,22 | 1208,2 | 1208,2 |
| Радиальная скорость V_r , м/с | -430,36 | -272,07 | -101,32 | -369,87 | -0,9 | -0,9 |
| Трансверсальная скорость V_p , м/с | 7094,44 | 7248,05 | 7525,64 | 7308,22 | 7789,57 | 7789,58 |
| Большая полуось A , км | 5400,33 | 5611,79 | 6740,77 | 5633,47 | 6570,04 | 6570,04 |
| Фокальный параметр p , км | 5191,33 | 5479,2 | 6736,43 | 5511,06 | 6570,04 | 6570,04 |
| Эксцентриситет e | 0,1967 | 0,1537 | 0,0254 | 0,1474 | 0,0001 | 0,0001 |
| Аргумент перигея ω , град | 349,51 | 167,89 | 252,9 | 137 | 189,73 | 189,73 |
| Угол истинной аномалии ϑ , град | 194,49 | 192,03 | 211,32 | 197,21 | 298,47 | 298,47 |
| Радиус перигея r_p , км | 4337,94 | 4749,18 | 6569,85 | 4803,07 | 6569,17 | 6569,17 |
| Радиус апогея r_a , км | 6462,73 | 6474,4 | 6911,68 | 6463,87 | 6570,9 | 6570,9 |
| Долгота восходящего узла Ω , град | -0,85 | -0,67 | -1,09 | -0,65 | -1,13 | -1,14 |
| Наклонение i , град | 51,6 | 51,6 | 51,58 | 51,6 | 52,31 | 50,87 |

Расчет межорбитального маневра по результатам испытаний

НИОКР № АААА-А20-120081290005-8, грант Фонда содействия инновациям

Научно-технический задел

Пусковые испытания массо-габаритных макетов КА фемто-класса с прототипами двигателей «Импульс-С» (с рабочим телом на основе твердых парафинов и полиолефинов) на устойчивость к пусковым нагрузкам на прототипе метеоракеты Nebo 25 ООО «Успешные ракеты», декабрь 2021 г.



Массо-габаритные макеты КА ChipSat с прототипами двигателей «Импульс-С» и их установка на ракете



Ракета Nebo 25

Задачи

Общая задача – синтез системы связи с учетом параметров орбит, количества и численности группировок радиоотражателей, расположения и характеристик наземных передатчиков и приемников.

Локальные задачи:

Выбор материалов радиоотражающей поверхности космических аппаратов – элементов группировки и рабочего тела двигателей с необходимыми радиофизическими свойствами - требует дополнительных исследований:

- Материал рабочего тела (радиопрозрачность + адгезия к материалу рабочей поверхности радиотражателя, механические и теплофизические свойства, термодинамические свойства продуктов газификации).
- Материал рабочей поверхности радиотражателя (высокая радиоотражающая способность в необходимом диапазоне + адгезия к материалу блока рабочего тела, механические и теплофизические свойства, ресурс).

Решение локальных задач требует выполнения специализированной НИОКР в рамках соответствующей тематической программы.

Контакты



| | | |
|---|--|--|
| ООО «Д-Старт» <i>Космос для каждого!</i> | | D-Start LLC <i>Space for everyone!</i> |
| Общество с ограниченной ответственностью «Д-Старт» 644065, РФ, г. Омск, ул. 50 лет Профсоюзов, 55Б, 9 / Russia, Omsk, 50 lyet Profsoyuzov st., 55B, 9 +7 (913) 614-91-97, danovoseltsev@mail.ru ОГРН 1205500015104, ИНН 5501264941, КПП 550101001 | | |

Спасибо за внимание !

Контакты

<https://vk.com/public210911844>

+7 (913) 614-91-97

danovoseltsev@mail.ru